

논문

초소형위성의 폐기 기동을 위한 항력 증대 장치 개발

김지석¹, 김해동^{1,2†}

¹과학기술연합대학원대학교

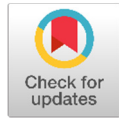
²한국항공우주연구원

Development of Drag Augmentation Device for Post Mission Disposal of Nanosatellite

Ji-Seok Kim¹, Hae-Dong Kim^{1,2†}

¹University of Science and Technology, Daejeon 34113, Korea

²Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea



Received: January 6, 2022

Revised: January 18, 2022

Accepted: February 3, 2022

†Corresponding author :

Hae-Dong Kim

Tel : +82-42-860-2812

E-mail : haedkim@kari.re.kr

Copyright © 2022 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

ORCID

Ji-Seok Kim

<https://orcid.org/0000-0002-9323-3078>

Hae-Dong Kim

<https://orcid.org/0000-0001-9772-0562>

요약

본 논문에서는 초소형위성용 항력 증대 장치 개발에 대해 기술하였다. 최근 우주 개발이 New Space 시대에 접어들며, 소형 로켓 및 초소형위성 거대 군집 운용 등 인공물체의 저궤도 진입 장벽이 상당히 낮아지는 추세이다. 이로 인해 우주 환경에 존재하는 우주쓰레기의 수가 기하급수적으로 늘어나고 있으며, 현재 운용중인 인공위성뿐만 아니라 앞으로 발사될 인공위성들에 큰 위협으로 다가오고 있다. 이를 방지하기 위해 국제적으로 우주쓰레기 경감 대책을 제시하고 있으며, 대표적으로 IADC(Inter-Agency Space Debris Coordination Committee)에서는 '25년 가이드라인'을 권고하고 있다. 한국항공우주연구원에서는 국내 최초로 랑데부/도킹 기술검증용 초소형위성인 KARDSAT(KARI Rendezvous & Docking demonstration SATellite) 프로젝트를 진행하였으며, KARDSAT 위성의 임무 후 폐기 기동(post-mission disposal)을 위한 항력 증대 장치 개발을 통해 우주쓰레기에 대한 국제적 가이드라인을 준수하고자 하였다.

Abstract

In this paper, we described the development of a drag augmentation device for nanosatellite. Recently, space industry has entered the New Space era, and barriers to entry into Low Earth Orbit (LEO) for artificial objects such as small rockets and nanosatellite mega constellations have been significantly lowered. As a result, the number of space debris is increasing exponentially, and it is approaching as a major threat to satellite currently in operation as well as satellites to be launched in near future. To prevent this, international organizations like Inter-Agency Space Debris Coordination Committee (IADC) have been proposed space debris mitigation guidelines. The Korea Aerospace Research Institute (KARI) conducted KARI Rendezvous & Docking demonstration SATellite (KARDSAT) project, the first nanosatellites for rendezvous and docking technology demonstration in Korea, and we also developed drag augmentation device for KARDSAT Target nanosatellite that complied with the international guideline of post-mission disposal.

핵심어 : 초소형위성, 우주쓰레기, 폐기 기동, 항력증대장치, 거대 군집운용

Keywords : nanosatellite, space debris, post-mission disposal, drag augmentation device, blossoming, deployment test

1. 서론

우주 개발의 New Space 시대가 도래함에 따라 인공위성 개발의 방향이 소형화 및 대량화로 변화하고 있으며, 소형 로켓 시장의 활발한 성장과 함께 재사용 로켓 개발을 통해 인공위성의 저궤도 진입 장벽이 지속적으로 낮아지고 있다. 이러한 변화는 SpaceX사의 Starlink 프로젝트 및 OneWeb사의 OneWeb 프로젝트를 필두로 초소형위성 거대 군집운용 임무(mega constellation)에 박차를 가하고 있다. 하지만, 초소형위성은 궤도상 수명에 비해 임무 기간이 매우 짧기 때문에 임무가 끝난 후에 제어 불가능한 우주쓰레기 상태로 저궤도 상에 오랜 시간 잔존하게 되며, 이는 임무를 수행하는 다른 인공위성에 큰 위협이 된다. 이러한 우주쓰레기에 대한 위협과 우주 환경 오염에 대해 NASA의 케슬러가 지난 1978년부터 경고하였으며, 거대 군집운용 임무뿐만 아니라, 2007년 중국과 2021년 러시아의 자국 위성 요격 시험, 2009년 이리듐-코스모스 위성 충돌 등과 같은 사건을 통해 케슬러 신드롬(Kessler Syndrome)은 점차 현실이 되어가고 있다. 우주 환경 악화에 대한 문제는 국제적으로 문제가 제기되어 왔으며, IADC(Inter-Agency Space Debris Coordination Committee)에서 저궤도 인공위성의 궤도상 수명을 25년 이하로 권고하는 '25년 가이드라인(25-Year Guideline)'을 제시하였고, UN, ITU(International Telecommunication Union), ISO(International Organization for Standardization) 등과 같은 국제 기관에서 우주쓰레기 경감과 우주 환경 보호를 위한 참여가 이루어지고 있다. 또한, NASA 및 ESA 등과 같은 각국의 우주 기관들 또한 이러한 행보에 동참하여 우주쓰레기 경감 가이드라인을 제시하고, 이에 따라 인공위성을 개발하는 추세이다 [1].

우주쓰레기 경감을 위하여 해외에서는 이미 초소형위성 기반의 폐기 기동(post-mission disposal, PMD) 기술 검증 임무들이 활발히 진행되고 있다. 영국의 Surrey 대학에서는 폐기 기동 검증 임무를 위한 3U 초소형위성 DeorbitSail과 InflateSail을 개발하여 각각 2015년, 2017년에 발사하였고, 특히 InflateSail은 박막 전개 장치를 성공적으로 작동시켜 초소형위성 기반 폐기 기동 기술을 검증하였다[2,3]. 미국 NASA와 캐나다의 Toronto 대학에서도 각각 3U 초소형위성 TechEdSat-4, CANX-7을 개발하여 박막 전개 및 지구 대기권으로의 폐기 기동에 성공하였으며, 영국의 Glasgow 대학에서는 초소형위성용 Deorbit 모듈을 개발하여 전개 시험까지 수행하였다[4-6]. 우리나라에서는 충남대학교에서 태양돛 추진 임무를 수행하기 위한 3U 초소형위성 CNUSail-1이 개발된 사례가 있지만, 아직까지 위성 폐기 기동 임무를 수행하기 위한 위성이 개발 및 발사된 사례는 없다[7].

한국항공우주연구원에서는 랑데부/도킹 임무를 수행하는 KARDSAT(KARI Rendezvous & Docking demonstration SATellite) 프로젝트를 위해 Chaser(6U)와 Target(6U) 위성을 개발하였다. 두 위성들 모두 '25년 가이드라인'을 준수하기 위해 임무 종료 후, 각각 폐기 기동을 실시한다. Chaser는 랑데부/도킹 임무 수행 후의 잔여 추진제를 통해 스스로 대기권으로 추락하여 소멸하며, Target은 추력이 담재되지 않기 때문에 항력 증대 장치(Drag Augmentation Device)를 별도로 탑재하여 서서히 대기권으로 진입하는 폐기 기동을 실시하게 된다. Fig. 1은 KARDSAT 프로젝트의 임무 운영 시나리오를 나타낸 그림이다. 발사체가 확정되지 않은 상태이므로 임무 궤도도 미정 상태이며, 한국형발사체(KSLV)를 참고하여 고도 700 km를 기준으로 임무 시나리오를 설정하였다[8].

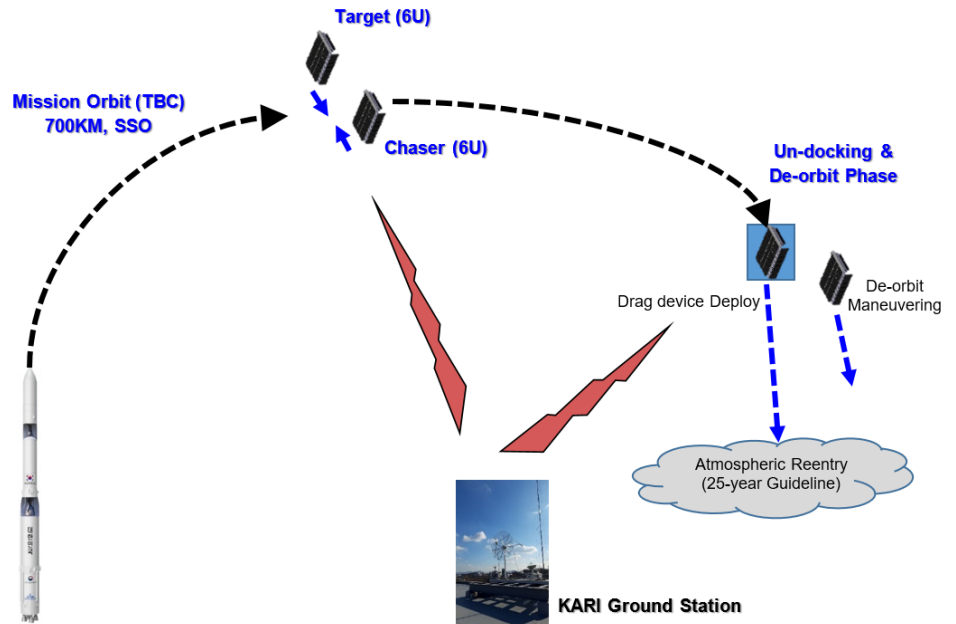


Fig. 1. Mission scenario of KARDSAT project.

본 논문에서는 KARDSAT 프로젝트의 Target 위성에 폐기 기동 임무 목적으로 탑재되는 항력 증대 장치(이하 전개장치)의 개발에 대하여 기술하고자 한다. 본 연구를 통한 초소형위성용 전개장치에 대한 기술은 New Space 시대의 필연적 이슈인 우주쓰레기 문제를 경감시키고, 해결하는 데 기여할 수 있을 것으로 기대한다.

2. 초소형위성 궤도 수명

인공위성의 궤도상 수명은 고도 및 궤도에 따라 상당히 다르게 계산되며, 특히 위성이 저궤도에 위치할수록 궤도상 수명에 가장 큰 영향을 미치는 부분이 궤도에 희박하게 존재하는 공기 분자에 의한 마찰이다. 식 (1)은 인공위성에 미치는 대기 저항력을 나타내는 수식이고, 위성의 속도 및 표면적이 계산 결과에 주요 인자라는 것을 확인할 수 있다[9].

$$F_d = -\frac{1}{2}\rho v^2 A C_d \hat{v} \quad (1)$$

특히, 초소형위성은 표면적이 비교적 작기 때문에 같은 고도에 있더라도 중, 대형 위성들보다 더 오랜 시간을 궤도상에 머물게 된다. 그리고 초소형위성의 임무 수명은 비교적 짧기 때문에 저궤도 환경에서 우주쓰레기로 남겨질 확률이 더욱 높다. Table 1은 STK(System Tool Kit)을 통해 태양 지향 자세를 가정한 6U 초소형위성이 고도 700 km에서 머무는 시간을 추정하는 결과를 나타낸다. 궤도운동 진행 방향의 표면적이 0.03 m²이라고 가정할 때, 위성이 폐기 기동 없이 지구 대기권으로 떨어지기까지 걸리는 시간은 태양활동의 불확실성(σ)을 고려하더라도 최소 60년 이상이며 최대 145년까지 궤도상에 머물 것으로 예상된다. 하지만, 해당 초소형위성에 박막(membrane) 전개 장치를 탑재하여 항력을 증대시키는 경우, 약 1 m² 표면적의 박막만 펼쳐도 해당 위성은 3년 이내에 지구 대기권으로 떨어져 소멸한다. 그러므로,

Table 1. Simulation result of orbital lifetime for nanosatellite

Parameter		Value	
Epoch time		Dec 1, 2021	
Orbit		Sun-synchronous Orbit (SSO)	
Altitude		700 km	
Area		0.03 m ²	
Mass		4 kg	
No Sail	0.15 m ²	1 m ²	2 m ²
145.3 y (0 σ)	27 y (0 σ)	2.7 y (0 σ)	1.5 y (0 σ)
110.0 y (1 σ)	22.6 y (1 σ)	2.1 y (1 σ)	1.2 y (1 σ)
86.3 y (2 σ)	14.3 y (2 σ)	1.7 y (2 σ)	364 d (2 σ)
63.7 y (3 σ)	12.4 y (3 σ)	1.4 y (3 σ)	(3 σ)

우주쓰레기로 인한 저궤도 우주 환경 악화를 억제하기 위해서는 초소형위성 설계 시에 폐기 기동을 위한 추가적인 장치를 탑재하는 것이 바람직하다. 그러나 초소형위성은 공간과 전력이 매우 제한적이기 때문에 시스템에 적합한 소형 항력 증대 장치를 필요로 한다.

3. 항력 증대 장치

3.1 부품 구성

항력 증대 장치는 일반적인 태양돛(Solar Sail) 전개 장치와 마찬가지로 박막, 지지대(봄), 전개부로 구성된다. 우선 박막은 위성이 저궤도 상에 존재하는 희박한 공기 분자들을 통해 공기 저항을 극대화하는 역할이다. 본 연구에서는 25 μm 두께의 Mylar 필름을 사용하였으며, 태양돛 임무와는 다르게 반사율을 고려하지 않아도 되므로 박막의 두께 및 내열성 등을 고려하여 선정하였다. 전개 완료되었을 때 박막의 크기를 9 m² 이상이 되도록 설계 및 제작하였다. 봄은 전개 시에 박막을 지지하는 역할로 Steel 재질의 Tape Spring을 사용하였다. 그리고 전개부는 봄을 전개시키는 역할로서 모터 사용의 유무에 따라 수동 및 능동 전개 방식이 구분되며, 본 연구에서는 박막과 봄의 안정성을 위해 모터를 활용한 능동 전개장치를 개발하였다. 모터는 Surrey 대학의 InflateSail에 탑재된 Maxon 모터를 활용하였으며, 이는 InflateSail이 우주 환경에서 임무를 성공적으로 수행하여 Space Heritage를 가지고 있다는 특징이 있다. 또한, 해당 모터와 호환이 되는 전용 컨트롤러 및 오픈 소프트웨어가 제공되므로 개발에 유리한 장점이 있다. Table 2는 전개장치의 구성 부품에 대한 정보를 정리하였다[10].

Fig. 2는 전개장치가 탑재된 KARDSAT Target 위성에 대한 형상이다. 약 2 U 공간에 전개 장치가 탑재되며, 위성의 구조체에 대한 설계 변화를 최소화하고 공간 효율성을 높이기 위해 박막 저장 공간을 외부에 설계하였다. 그리고 Target 위성이 우주 공간에서 Deployer로부터 사출될 때, 간섭이 없도록 고려하였다. 또한, 전개 장치의 질량 요구사항은 할당된 공간 비율

Table 2. Composition and property of drag augmentation device

Property		Name & value
Membrane	Type	Mylar film
	Thickness	< 25 μm
	Area	> 9 m^2
Boom	Type	Tape spring
	Thickness	0.14 mm
Deployer	Active method by small motor (Maxon EC-max 16 + Planetary Gearhead GP 16 C)	

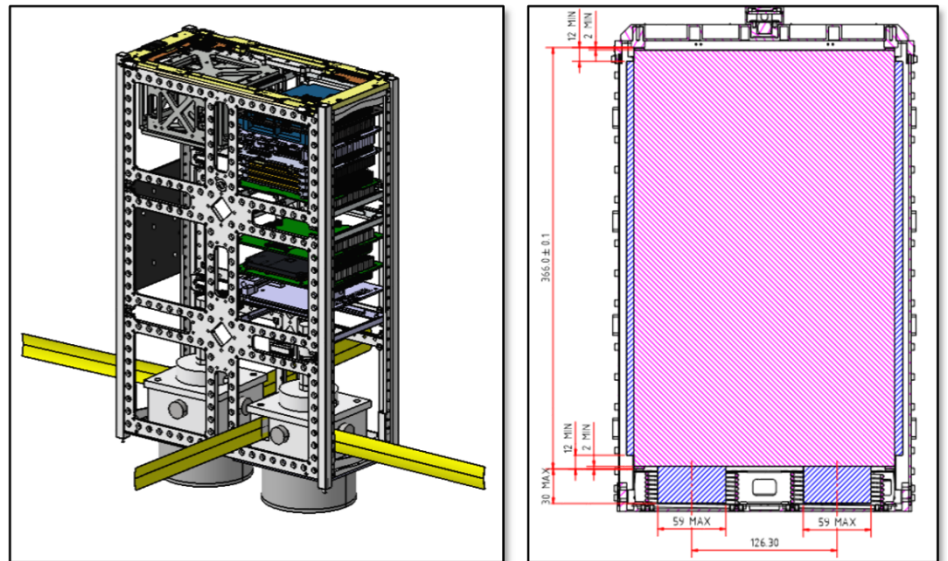


Fig. 2. System configuration of KARDSAT Target and deployer.

에 따라 3 kg 이내로 설정하였으며, 실제 박막과 봄을 포함한 전개 장치 모듈의 측정 질량은 약 2 kg 정도이다.

3.2 구조 설계 및 제작

Fig. 3은 전개장치의 초기 설계 모델을 나타낸 그림이다. 전개부(deployer)의 Spindle을 중심으로 봄과 모터가 체결되어 있으며, 모터가 일정한 속도로 회전하면서 Spindle에 고정되어 있는 봄이 전개되는 방식이다. 하지만, 봄이 전개되면서 전개부 내에 존재하는 빈 공간과 봄의 복원력에 의해 내부에서 임의로 펼쳐지는 Blossoming 현상이 발생하였다. Blossoming 현상이 발생하면 모터가 작동하더라도 봄이 펼쳐지려는 복원력과 전개부 벽면의 마찰에 의해 봄이 정상적으로 전개되지 않는다(Fig. 4). 봄과 벽면의 마찰을 줄이기 위하여 Fig. 5와 같이 롤러를 적용하였지만, 여전히 Blossoming 현상이 나타났다. 이는 전개 시 봄에 작용하는 힘

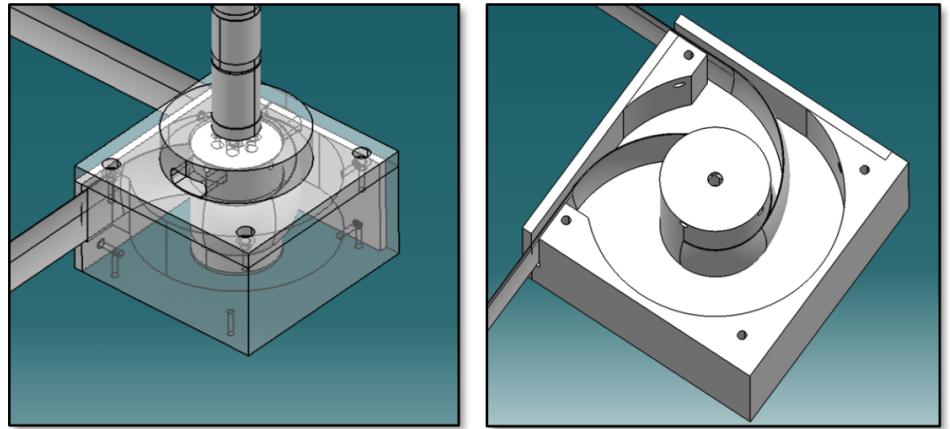


Fig. 3. Initial design of deployer.

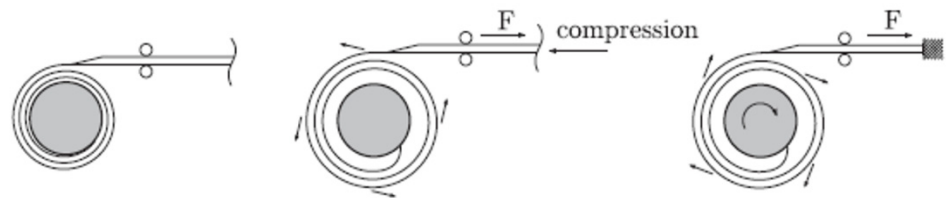


Fig. 4. Blossoming sequence of uncoiled boom [11].

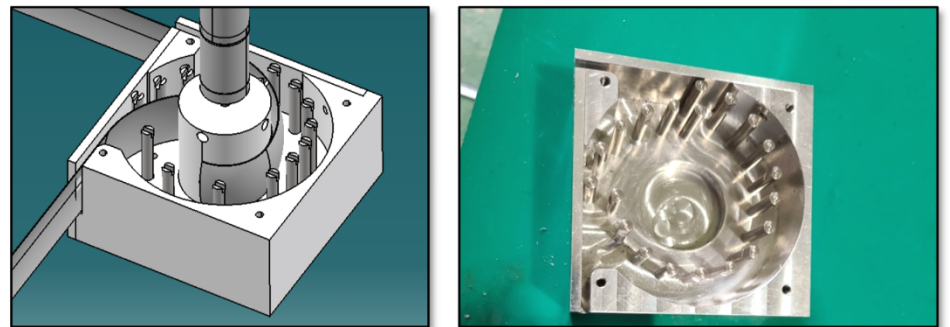


Fig. 5. Design of deployer with roller.

의 방향과 롤러의 운동 방향이 달랐기 때문으로 추측된다. 결국 Blossoming 현상을 방지하기 위해서는 봄이 내부에서 임의로 펼쳐지는 것을 억제하는 힘이 필요하며, 이를 위해 Fig. 6과 같이 Compression Spring 개념을 도입하였다. 전개부 내에 감겨 있는 봄이 펼쳐지지 않도록 사방에서 일정한 힘을 가하는 방식이다. Fig. 7과 같이 내부에 스프링이 존재하여 봄의 사방에 일정한 힘을 가할 수 있고, 봄과의 마찰을 최소화하기 위해 부품의 끝부분에 Teflon 재질을 적용하였다. 위와 같은 재설계 과정을 거쳐 Blossoming 현상을 해결하였으며, 이를 기반으로 전개 장치의 최종 형상을 Fig. 8과 같이 KARDSAT Target 위성의 구조체에 탑재할 수 있도록 설계하였다[11].

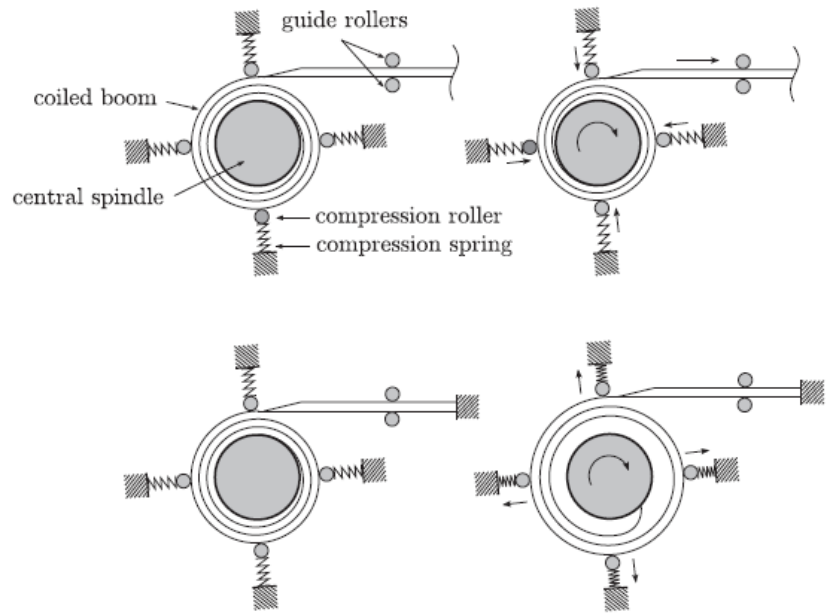


Fig. 6. Blossoming sequence of uncoiled boom [11].

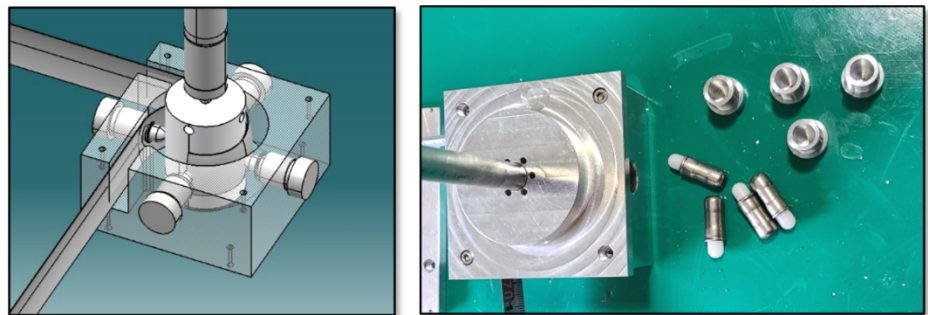


Fig. 7. Design of deployer with compression spring.

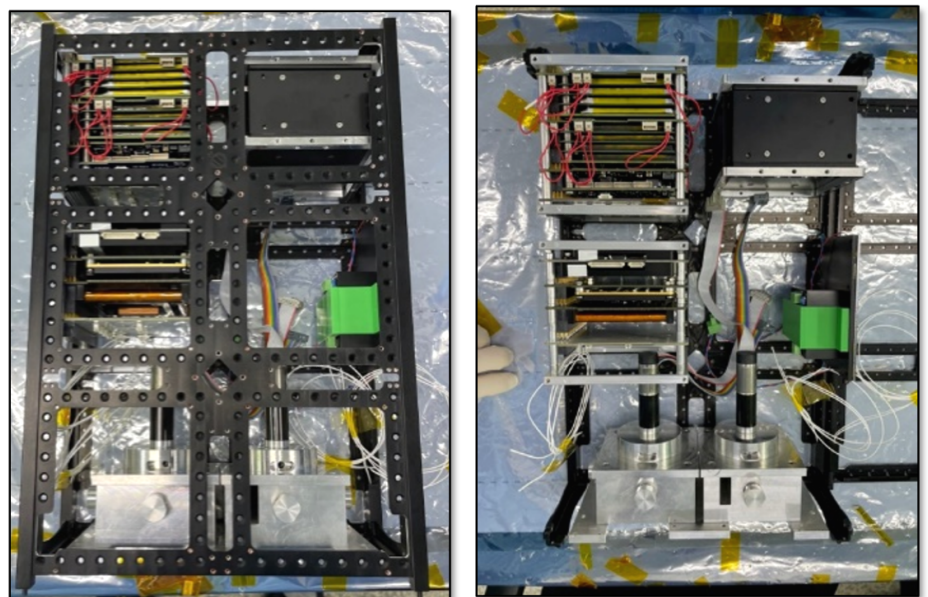


Fig. 8. Assembly of KARDSAT target system with drag device.

3.3 박막 접기 방법

박막의 접는 방식에 따라 전개장치의 박막 전개 효율성과 박막 탑재 효율성이 달라진다. 박막 접기는 크게 가로 접기 방법(horizontal folding method)와 세로 접기 방법(vertical folding method)로 나눌 수 있으며, 각각은 전개 및 탑재 관점에서 장단점이 존재한다. 이러한 특징을 Table 3에 정리하였다. 가로 접기 방법은 붐 전개 방향과 접음선(creasing line)이 수직이지만, 접음선이 서로 교차하지 않기 때문에 찢어짐의 위험성이 낮고, 위성에 탑재 및 저장이 쉬우며, 박막의 흘러내림을 방지할 수 있다는 장점이 있지만, 접음선과 전개 시 가해지는 힘의 방향이 평행하여 박막이 완전히 펼쳐지지 않을 가능성이 있다는 단점이 있다. 세로 접기 방법은 붐 전개 방향과 박막의 접음선이 평행하여 찢어짐의 위험성이 낮으며, 가로 접기 방법에 비해 비교적 접기가 쉽고 전개 시에 완전히 펼쳐질 수 있다는 장점이 있지만, 박막 탑재가 느슨할 수 있으며, 완전히 전개되기 전에 박막이 흘러내릴 수 있다는 단점이 존재한다. 본 연구에서는 공간이 제한적인 초소형위성의 특성을 고려하여 탑재 및 저장이 용이하고, 전개 시 박막의 안정성을 우선으로 판단하여 가로 접기 방법을 채택하였다[7, 12].

4. 전개 시험

전개가 정상적으로 이루어지기 위해서는 붐이 전개됨에 따라 박막도 함께 펼쳐져야 하기 때문에 붐과 박막을 나일론 실로 연결하였다. 또한, 박막의 두께가 25 μm 로 매우 얇기 때문에 전개 시에 붐과 연결되어 있는 박막의 끝부분이 찢어질 가능성이 높으므로, 이를 방지하기 위해 박막의 연결 부위에 캡톤 테이프를 부착하여 찢어짐의 위험성을 줄이고자 하였다. 그리고 Fig. 9와 같이 박막과 전개부 사이에도 스프링을 활용한 연결 및 고정을 실시하여 박막이 원활하게 펼쳐질 수 있도록 제작하였다.

전개장치의 모터의 적용 유무에 따른 비교를 위해 Fig. 10과 같이 전개 시험을 실시하였다. 모터가 없는 수동 전개장치의 경우 붐의 복원력을 통해 박막이 빠르게 전개되었지만, 이에 따른 붐의 불안정한 전개와 박막의 찢어짐에 대한 위험성이 존재하였다. 모터를 통한 능동 전개장치의 경우 박막이 비교적 느리게 전개되었지만, 붐과 박막 모두 매우 안정적으로 전개되는 것을 확인하였다. 그리고 수동 및 능동 전개 모두 가로 접기 방법을 사용하였기 때문에 완전히 펼쳐지지 않은 것을 확인할 수 있다.

Table 3. Comparison of folding methods between vertical and horizontal

Type	Advantage	Disadvantage
Vertical method	<ul style="list-style-type: none"> · Parallel with boom deployment direction and membrane folding line · Easy to fold compared to horizontal method 	<ul style="list-style-type: none"> · Hard to mount (loose characteristic) → Risk of falling when deployed
Horizontal method	<ul style="list-style-type: none"> · Easy to mount compared to vertical method · Prevent falling when deployed 	<ul style="list-style-type: none"> · Vertical with Boom deployment direction and membrane folding line → Risk of not fully deployed

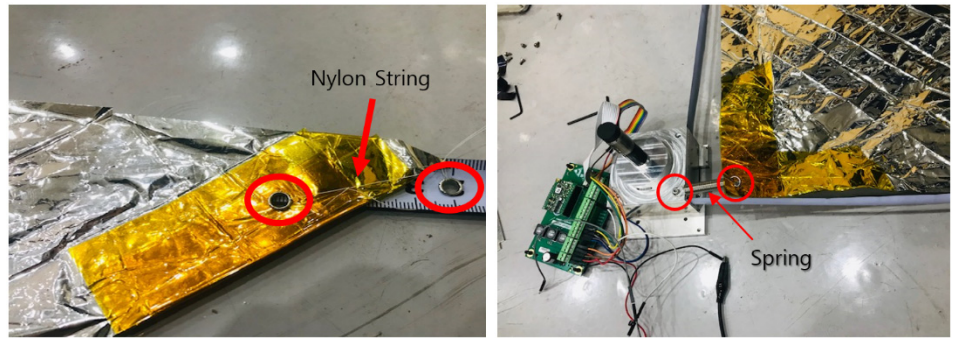


Fig. 9. Connection of membrane with boom and deployer.

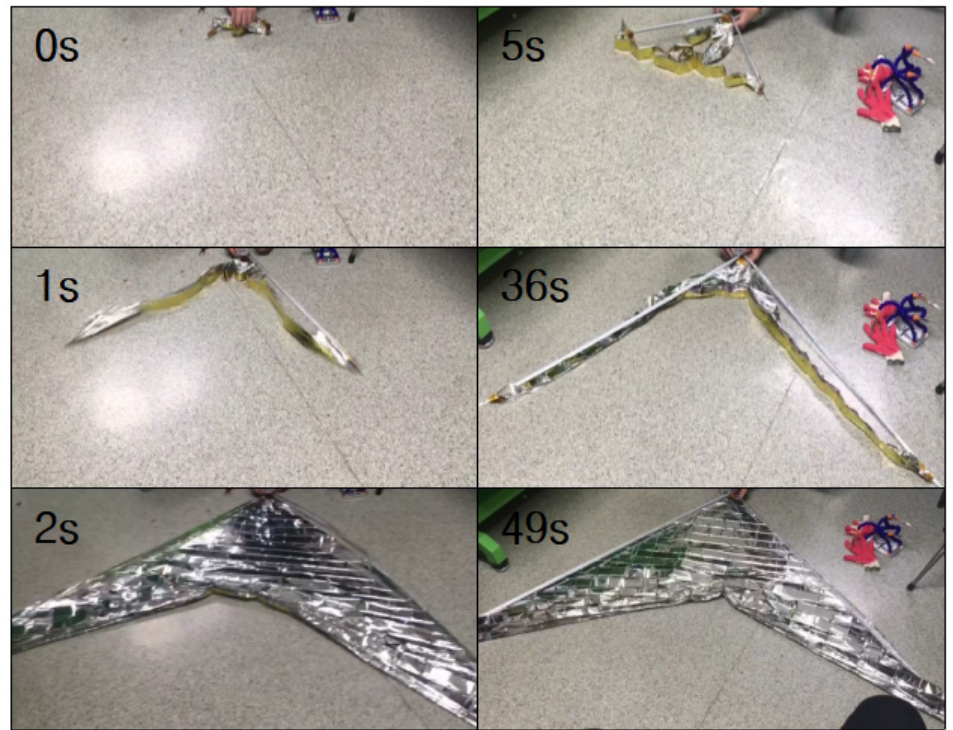


Fig. 10. Deployment test of drag device by passive and active methods.

Fig. 11은 Maxon 모터를 사용하여 3 m 사이즈의 박막을 전개 시험한 그림이다. 가로 접기 방법을 적용하여 시험을 실시하였기 때문에 박막이 완전하게 펼쳐지지 않는 않았지만, 저장된 박막이 흘러내리거나 쏟아지지 않고 안정적으로 전개되는 것을 확인할 수 있다. 또한, Fig. 12는 네 방향으로 3 m × 3 m 사이즈의 박막이 모두 전개된 상태를 나타낸 그림이며, 중심부의 6U 초소형위성 구조체와 비교하여 크기를 짐작할 수 있다.

전개 시험 시에 간혹 붐이 불안정하게 전개되거나 휘는 경우가 생기기도 하였다. 이는 붐의 재질 및 구조적 특성에 의해 발생하는 문제인데, 본 연구에서는 일반적인 Tape spring을 사용했기 때문에 구조적으로 강성이 대칭이 아니다. 따라서, 특정한 방향으로 붐이 굽어지는 현상이 발생하고, 이는 박막 전개 실패를 초래할 수 있다. 이를 방지하기 위해 특정 모양의 CFRP 재질의 붐 혹은 TRAC 붐을 활용하기도 한다[13, 14].



Fig. 11. Deployment test of 3 m sized drag device by active method.

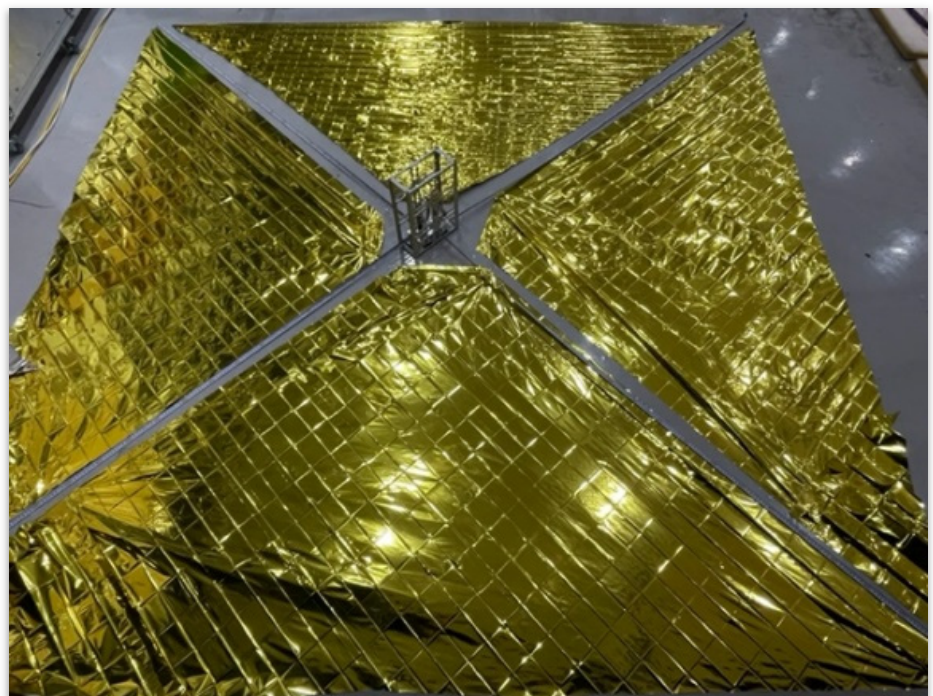


Fig. 12. Deployment test of 3 × 3 m sized drag device by active method.

5. 결론

본 논문에서는 KARDSAT 프로젝트의 Target 위성에 탑재되는 초소형위성용 항력 증대 장치 개발에 대해 기술하였다. 우주쓰레기 경감 가이드라인 권고안을 준수하기 위해 필요한 박막의 사이즈를 분석하였고, 분석 결과를 기반으로 전개장치를 설계 및 제작하였다. 또한, 전개부와 봄 사이에 발생하는 Blossoming 현상을 Compression Spring을 적용하여 해결하였으며, 모터를 사용하여 3 m 사이즈의 박막을 전개시키는 데 성공하였다. 하지만, 봄의 불안정

성이 아직 해결 과제로 남아있으며, 불에 대한 구조적 보강을 실시하여 미세 중력 환경에서의 전개 시험을 실시할 계획이다. 향후에는 우주쓰레기로 인한 임무 후 폐기 기동 및 심우주탐사를 위한 태양돛 임무에 활용할 수 있을 것으로 기대한다.

감사의 글

본 연구는 한국항공우주연구원의 기본사업으로 수행 중인 'AI기반 랑데부/도킹 기술검증용 위성 개발' 및 '궤도상 서비스 기반기술 개발' 연구의 일부이며, 한국항공우주연구원의 지원에 감사드립니다.

References

1. Kim HD, Recent status and future prospect on space debris mitigation guideline, J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 48, 311-321 (2020). <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2020.48.4.311>
2. Stohlman OR, Lappas V, Development of the deorbisail flight model, in AIAA Spacecraft Structures Conference, National Harbor, MD, 13-17 Jan 2014.
3. Taylor B, Underwood C, Viquerat A, Schenk M, Fellowes S, et al., Flight results of the InflateSail spacecraft and future applications of dragsails, in 32nd AIAA Small Satellite Conference, Logan, UT, 19 Jul 2018.
4. Luna AG, Murbach M, Wheless J, Tanner F, The exo-brake as a de-orbit mechanism: analysis and recent flight experience through Soarex and TechEdSat flight tests, in 68th international Astronautical Congress, Adelaide, Australia, Sep 2017.
5. Bonin G, Hiemstra J, Sears T, Zee R, The CanX-7 drag sail demonstration mission: enabling environmental stewardship for nano- and microsattellites, in 27th AIAA Conference on Small Satellites, Dubai, 1 Aug 2013.
6. Harkness P, McRobb M, Lützkendorf P, Milligan R, Feeney A, et al, Development status of AEOLDOS: a deorbit module for small satellites, Adv. Space Res. 54, 82-91 (2014). <https://doi.org/10.1016/j.asr.2014.03.022>
7. Song SA, Kim S, Suk J, Roh JH, Development and performance test of solar sail system for CNUSAIL-1 cube satellite, J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 44, 228-239 (2016). <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.3.228>
8. Kim HD, Choi WS, Kim MK, Kim JH, Kim KD, et al., Ground test of docking phase for nanosatellite, J. Space Technol. Appl. 1, 7-22 (2021). <https://doi.org/10.52912/jsta.2021.1.1.7>
9. Vallado DA, Fundamentals of Astrodynamics and Applications (McGraw-Hill, New York, NY, 2001).
10. Underwood C, Viquerat A, Schenk M, Taylor B, Massimiani C, et al., InflateSail de-orbit flight demonstration results and follow-on drag-sail applications. Acta Astronaut. 162, 344-358 (2019). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.05.054>

11. Hoskin A, Viquerat A, Aglietti GS, Tip force during blossoming of coiled deployable booms, *Int. J. Solids Struct.* 118-119, 58-69 (2017). <https://doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2017.04.023>
12. Adeli SN, Deployment system for the cubesail nano-solar sail mission, *Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, UT, 9-12 Aug 2010.
13. Sickinger C, Herbeck L, Deployment strategies, analyses and tests for the CFRP booms of a solar sail, in *European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing*, CNES, Toulouse, 11-13 Dec 2002.
14. Murphey TW, Turse D, Adams L, TRAC Boom Structural Mechanics, in *4th AIAA Spacecraft Structures Conference*, Grapevine, TX, 9-13 Jan 2017.

Author Information

김지석 jiskim@kari.re.kr



충북대학교에서 2018년 천문우주학/기계공학 학사학위를 받고, 2018년부터 과학기술연합대학원대학교(UST)의 한국항공우주연구원 캠퍼스에서 항공우주시스템공학 석박사 통합과정에 있다. 현재 초소형위성 열구조 해석 및 우주쓰레기 기술 관련 연구에 참여하고 있다.

김해동 haedkim@kari.re.kr



KAIST에서 2009년 항공우주공학 박사학위를 받았다. 1996년부터 2000년까지 (주)현대우주항공에서 근무한 후 2000년부터 지금까지 한국항공우주연구원에서 재직 중이다. 아리랑위성 관제시스템 개발에 참여하였으며, 우주쓰레기 위험분석 SW, 캡처시스템 지상시험모델, 6U급 초소형위성 개발 과제들의 연구책임자를 맡았으며, 현재 우주쓰레기 능동제거 기술 및 궤도상서비싱 기술을 개발하고 있다.